



VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V BRNĚ
BRNO UNIVERSITY OF TECHNOLOGY



FAKULTA STROJNÍHO INŽENÝRSTVÍ
LETECKÝ ÚSTAV

FACULTY OF MECHANICAL ENGINEERING
INSTITUTE OF AEROSPACE ENGINEERING

PALIVO-REGULAČNÍ SOUSTAVY LETECKÝCH LOPATKOVÝCH MOTORŮ

FUEL CONTROL UNIT SYSTEM OF JET TURBINE ENGINES

BAKALÁŘSKÁ PRÁCE
BACHELOR'S THESIS

AUTOR PRÁCE
AUTHOR

ŠÁRKA MAŠKOVÁ

VEDOUcí PRÁCE
SUPERVISOR

Ing. MIROSLAV ŠPLÍCHAL, Ph.D.

BRNO 2016

Zadání bakalářské práce

Ústav: Letecký ústav
Studentka: Šárka Mašková
Studijní program: Strojírenství
Studijní obor: Základy strojního inženýrství
Vedoucí práce: Ing. Miroslav Šplíchal, Ph.D.
Akademický rok: 2015/16

Ředitel ústavu Vám v souladu se zákonem č. 111/1998 o vysokých školách a se Studijním a zkušebním řádem VUT v Brně určuje následující téma bakalářské práce:

Palivo-regulační soustavy leteckých lopatkových motorů

Stručná charakteristika problematiky úkolu:

Palivo-regulační systém představuje klíčový komponent pro regulaci výkonu lopatkového. Úkolem této práce je popsat vývoj palivo-regulačních soustav, principy činnosti a současné trendy v této oblasti.

Cíle bakalářské práce:

- Popsat historický vývoj palivoregulačních soustav od hydromechanických systému k současným komplexní jednotkám.
- Popsat jednotlivé regulační veličiny, které mají vliv na množství dodávaného paliva.
- Popsat vybranou palivo-regulační jednotku.

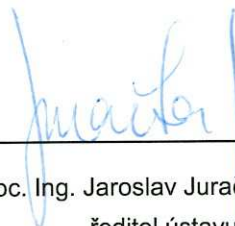

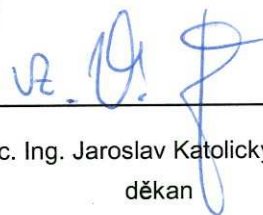
Seznam literatury:

Kocáb, J. (2000): Letadlové motory. 1. vyd Praha: Kant, 176 s. ISBN 80-902914-0.

Daly, M., Guston, B. (2007): Jane's Aero - Engines, Issue Twenty-two 2007, Inc. by Jane's Information Group Limited, 776 p. ISSN 1748-2534.

Termín odevzdání bakalářské práce je stanoven časovým plánem akademického roku 2015/16.

V Brně, dne 1. 12. 2015

		
_____ doc. Ing. Jaroslav Juračka, Ph.D. ředitel ústavu		_____ doc. Ing. Jaroslav Katolický, Ph.D. děkan

ABSTRAKT

Tato bakalářská práce se zabývá palivo-regulačními soustavami leteckých lopatkových motorů, konkrétně historickým vývojem těchto soustav včetně přiblížení současných trendů v této oblasti, popisem funkce různých typů palivo-regulačních jednotek a důležitých regulačních veličin. Poslední částí práce je popis konkrétní palivo-regulační jednotky pro motor M601 vyráběné firmou Jihostroj a.s.

ABSTRACT

This bachelor thesis describes fuel control unit systems of jet turbine engines, specifically historical development of these systems including current research, operating processes of different types of fuel control unit systems and important controlling quantities. The last part of the thesis describes fuel control unit system produced by Jihostroj a.s. company for M601 engine.

KLÍČOVÁ SLOVA

Palivo-regulační jednotka, hydro-mechanický regulátor paliva, elektronický regulátor paliva, FADEC, lopatkový motor

KEY WORDS

Fuel control unit system, hydro-mechanical engine control unit, electronic engine control unit, FADEC, jet engine

BIBLIOGRAFICKÁ CITACE

MAŠKOVÁ, Š. *Palivo-regulační soustavy leteckých lopatkových motorů*. Brno: Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, 2016. 45 s. Vedoucí bakalářské práce Ing. Miroslav Šplíchal, Ph.D.

PROHLÁŠENÍ

Prohlašuji, že jsem bakalářskou práci na téma *Palivo-regulační soustavy leteckých lopatkových motorů* vypracovala samostatně s využitím odborné literatury a pramenů, které jsem uvedla v seznamu, který tvoří přílohu této práce.

V Brně dne 27. května 2016

.....

Šárka Mašková

PODĚKOVÁNÍ

Tímto bych ráda poděkovala Ing. Miroslavu Šplíchalovi, Ph.D. za rady, připomínky a trpělivost, které mi poskytl při vedení této práce.

Dále bych chtěla poděkovat Ing. Jiřímu Holečkovi z firmy Jihostroj a.s., který byl velice ochotný a věnoval mi svůj čas a některé materiály při mé exkurzi.

OBSAH

ÚVOD.....	15
1 HISTORICKÝ VÝVOJ PALIVO-REGULAČNÍCH JEDNOTEK	16
1.1 První proudové motory	16
1.2 Rozvoj hydro-mechanických regulátorů	18
1.3 Zavedení elektronických regulátorů	18
1.4 Vývoj systému FADEC	19
1.5 Současnost.....	20
2 POPIS FUNKCE PALIVO-REGULAČNÍCH JEDNOTEK A DŮLEŽITÉ REGULAČNÍ VELIČINY	21
2.1 Hydro-mechanická regulační jednotka (HMU)	22
2.1.1 Tlaková hydro-mechanická regulační jednotka	23
2.1.2 Proporční hydro-mechanická regulační jednotka	24
2.2 Elektronická regulační jednotka (EEC)	27
2.2.1 Kontrolní elektronická regulační jednotka	27
2.2.2 Elektronická regulační jednotka s plnou autoritou	28
2.3 Důležité regulační veličiny	29
3 PALIVOVÝ REGULÁTOR PRO MOTOR M601	32
3.1 Palivové čerpadlo	33
3.1.1 Obvod řízení paliva do pochodňových zapalovačů	34
3.2 Palivový regulátor	34
3.2.1 Přepínání mezi okruhy	35
3.3 Hlavní okruh	35
3.3.1 Obvod řízení dodávky paliva při spouštění	35
3.3.2 Řízení dodávky paliva do motoru	36
3.3.3 Výšková korekce maximální dodávky paliva do motoru	37
3.3.4 Řízení otáček generátoru	37
3.3.5 Řízení akcelerace a decelerace generátoru.....	38
3.3.6 Ventil zvýšení úrovně tlaku v generátoru	39
3.4 Nouzový okruh.....	40
ZÁVĚR	41
SEZNAM POUŽITÝCH ZDROJŮ	42
SEZNAM POUŽITÝCH ZKRATEK A SYMBOLŮ	44

ÚVOD

Tato bakalářská práce se zabývá palivo-regulačními jednotkami pro letadlové lopatkové motory, především tedy historickým vývojem těchto jednotek, jejich funkcí a důležitými regulačními veličinami, s kterými je nutno pracovat.

Každý letecký lopatkový motor, ať už jednoproudový, dvouproudový nebo jakýkoli turbohřídelový, musí být bezpodmínečně vybaven řídicím ústrojím. Teprve doplněním lopatkového motoru o vstupní ústrojí, ústrojí vytvářející tah a řídicí ústrojí se vytvoří letadlová pohonná jednotka zcela určitých vlastností. Uspořádáním a konstrukčním řešením řídicího ústrojí je potom možné dát motoru požadované vlastnosti.

Palivo-regulační jednotky slouží k přesnému odměřování paliva dodávaného do motoru v závislosti na zvoleném režimu letu, rychlosti a výšce letu, teplotě výstupních plynů a dalších veličinách. Jejich role se postupem času stávala stále důležitější a nepostradatelnou.

První kapitola práce pojednává o historickém vývoji palivo-regulačních soustav od vzniku prvních proudových motorů s hydro-mechanickými regulátory ve 30. a 40. letech, přes zapojení elektroniky v 70. letech, až po moderní komplexní elektronické regulátory s plnou autoritou a současné trendy v této oblasti.

Následující kapitola se zabývá popisem funkce palivo-regulačních jednotek, v první řadě hydro-mechanickými jednotkami, které jsou základem všech palivových regulátorů, a dále pak elektronickými regulačními jednotkami s omezenou i plnou autoritou, které značně usnadňují práci pilota a umožňují mu naplno se věnovat řízení letounu, protože veškeré výpočty a regulaci paliva ovládají samy. Mají také vliv na optimalizaci chodu motoru a snižují spotřebu paliva.

Poslední kapitola je věnována popisu funkce palivového regulátoru vyráběného pro motor M601, který patří mezi nejúspěšnější produkty našeho leteckého průmyslu. Tento regulátor je vyráběn jihočeskou firmou *Jihostroj a.s.* se sídlem ve Velešíně, kde byli velice ochotní a celou výrobou mě i s výkladem provedli.

1 HISTORICKÝ VÝVOJ PALIVO-REGULAČNÍCH JEDNOTEK

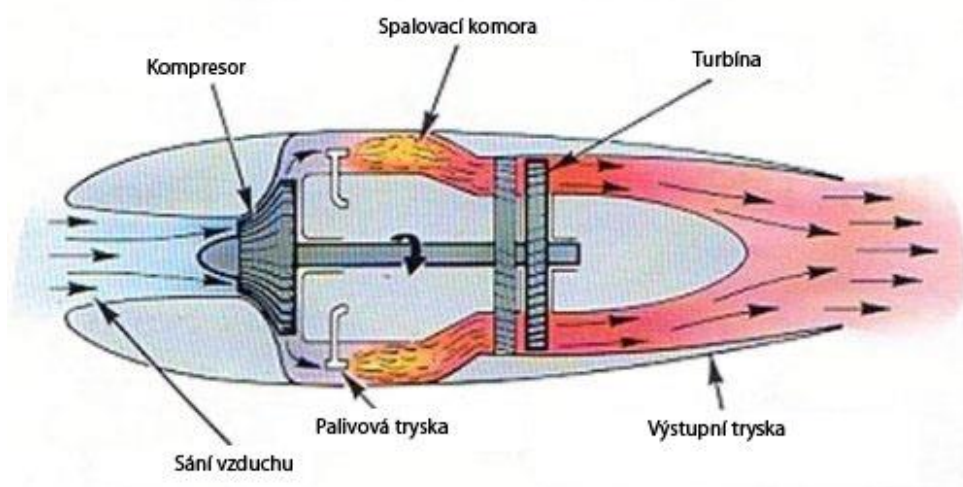
Palivo-regulační soustavy pro lopatkové motory se vyvíjely a zdokonalovaly od 40. let minulého století společně s motory. Lopatkové motory byly zpočátku řízeny hydro-mechanickými regulačními systémy (HMU, *Hydro-mechanical Unit*), které byly ovládány pilotem. Jak se motory stávaly komplexnější, objevilo se více parametrů, které bylo nutné řídit, a zvyšovaly se požadavky na funkčnost a výkonnost. Proto se do regulátorů zavedla elektronika. Dnes jsou všechny moderní motory řízeny systémem FADEC (*Full Authority Digital Electronic Control*), plně automatickým regulačním systémem.

Z hlediska komplexnosti, možností a účinnosti soustav můžeme historický vývoj rozdělit do 4 časových období:

- 1) První proudové motory (1940 – 1949)
- 2) Rozvoj hydro-mechanických regulátorů (1950 – 1969)
- 3) Zavedení elektronických regulátorů (1970 – 1989)
- 4) Vývoj systému FADEC (1990 – 2002)

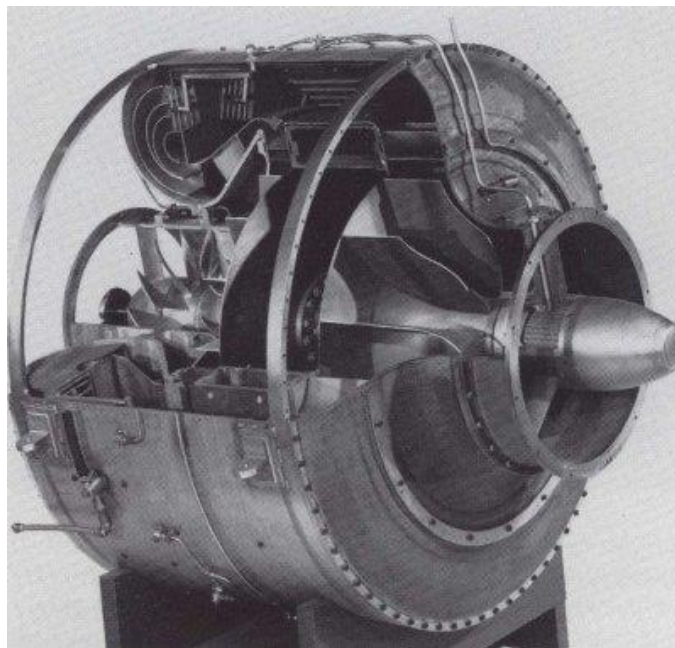
1.1 První proudové motory

První proudové motory byly vynalezeny téměř současně v Anglii a Německu. V Anglii již v roce 1930 Frank Whittle patentoval svůj první proudový motor (viz. obr. 1.1) a po několika letech vývoje byl tento motor instalován na letounu v roce 1941. Whittleův motor měl jednoduchou plynovou páku, která ovládala přívod paliva do motoru. Princip funkce motoru byl jednoduchý: vzduch byl do motoru vháněn přes kompresor, který ho zpomalil a stlačil. Stlačený vzduch se pak ve spalovací komoře smíchal se vstříknutým palivem a zažehnul. Nastala expanze plynu, který roztáčel turbínu, a spaliny pak byly vypouštěny tryskou, čímž byl zajištěn tah motoru.



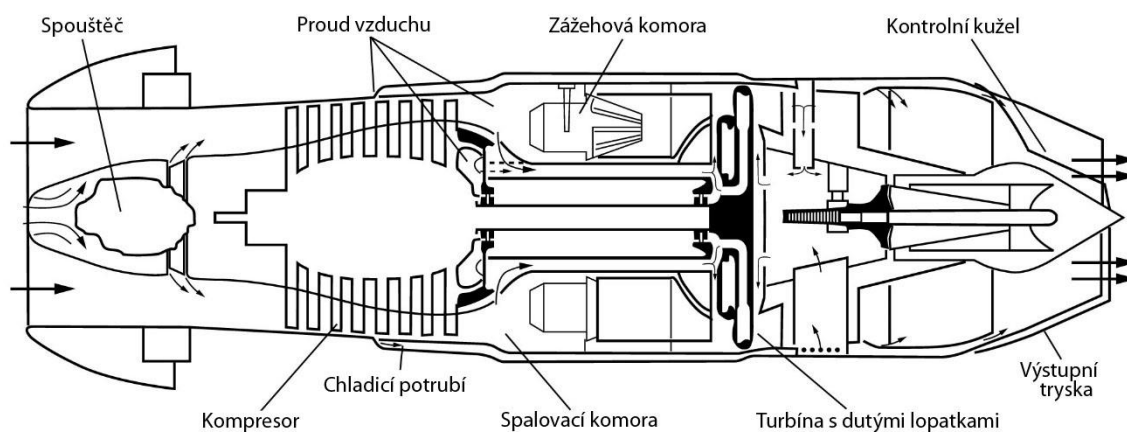
Obr. 1.1 Princip prvního proudového motoru [8, upraveno]

Hans von Ohain patentoval v Německu svůj proudový motor *HeS 3B* (viz. obr. 1.2) v roce 1936 a tento motor byl poprvé použit v roce 1939.



Obr. 1.2 Motor Heinkel HeS 3B [14]

Později vytvořil Anselm Franz motor *Junkers Jumo 004* (viz. obr. 1.3) pro letoun *Messerschmitt Me-262*, který poprvé vzlétl v roce 1942.



Obr. 1.3 Motor Junkers Jumo 004 [9, upraveno]

Firma *General Electrics* (GE) vyrobila v roce 1942 první americký proudový motor *GE I-A* podle britského Whittleova motoru. *GE I-A* měl hydro-mechanický regulátor, který reguloval proud paliva do motoru tak, aby byl úměrný rozdílu mezi vybranou a aktuální rychlostí turbíny. Aby nedošlo ke vznícení, byl k měřicímu ventilu přidán stop-ventil minimálního proudu paliva. Byl nastaven i maximální proud, aby nedošlo k přehřátí.

Při montáži regulátorů na letoun museli konstruktéři systémů regulace paliva vzít v úvahu vliv nadmořské výšky, teploty a dopředné rychlosti, aby vyhověli všem funkčním požadavkům. Současně se stupňovaly požadavky na další zlepšení výkonnosti a životnosti proudových motorů. Hydro-mechanické regulátory také nebyly univerzální – každá změna konstrukce motoru vyžadovala změnu konstrukce regulátoru paliva. Nastala fáze rozvoje hydro-mechanických regulátorů.

1.2 Rozvoj hydro-mechanických regulátorů

Společně s rozšiřujícími se možnostmi a vývojem motorů se rozšiřovaly i možnosti regulátorů. Hydro-mechanický systém regulace ale dosáhl technologického „stropu“ v relativně krátké době. Až do 70. let pak operační mechanismus sestával z kombinace mechanických komponent, jako například os, ozubených kol, pružin, měchů, vaček, regulátorů a ventilů, a tlaku paliva.

V roce 1951 otestovala firma *Pratt & Whitney* (PW) první dvouproudový motor na světě, *J57*, se kterým bylo v letounu *YF-100* dosaženo nadzvukové rychlosti. Motor měl hydro-mechanický regulátor pro spalovací komory i pro přídatné spalování a oddělené protínámrazové a vznětové regulátory.

Hydro-mechanické regulátory dosáhly poměrně velké spolehlivosti, ale měly svá omezení. Také začaly být čím dál větší a těžší, a tím pádem nepraktické pro použití v letectví.

1.3 Zavedení elektronických regulátorů

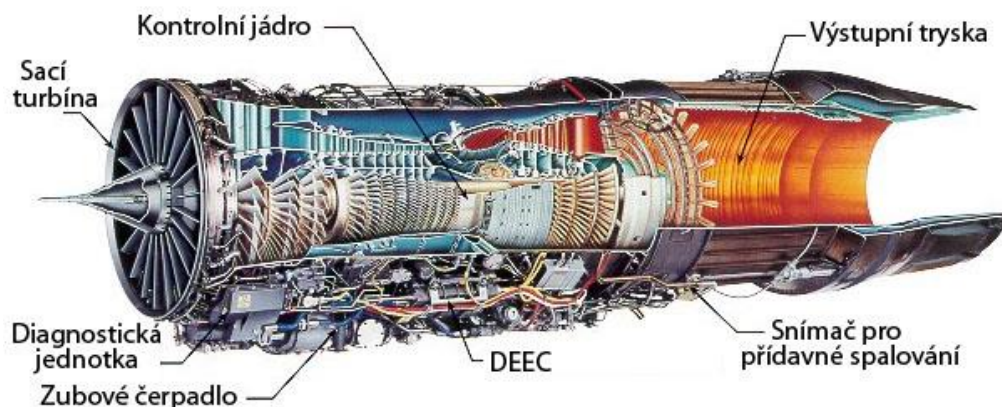
V 70. letech byly vynalezeny motory s větším tahem, které byly charakteristické velkým počtem parametrů, které bylo potřeba přesně měřit a regulovat. Proto vznikly kontrolní analogové a digitální elektronické regulátory (EEC, *Electronic Engine Control*).

První typy EEC představovaly kontrolní systémy, které spolupracovaly s hydro-mechanickou regulační jednotkou. Hlavní komponenty v kontrolním systému zahrnují samotné elektronické řízení a hydro-mechanickou jednotku ovládající dodávku paliva do motoru, odběry vzduchu, nastavování lopatek statoru kompresoru, a také základní činnosti motoru včetně jeho spouštění, akcelerace decelerace a vypnutí.

První plně automatická EEC byla zařazena do provozu v roce 1972 v motoru *TFE 731* v *Garrett/Air Research*. Šlo o jednokanálový analogový regulátor, který se v případě poruchy nebo zásahu pilota přepnul zpět na HMU.

Elektronický regulátor přinášel mnoho výhod, jako například minimální nutnost pozornosti pilota, bezpečný provoz, samostatnou kontrolu regulace a provozních omezení motoru, maximální tah pro zvolený režim letu, automatické vyrovnávání tahu, atd.

Digitální elektronický regulátor (DEEC) byl nejprve testován a hodnocen v *NASA Dryden Flight Research Center* v letech 1981 až 1983 ve spolupráci s *PW, U.S. Air Force* a *NASA's Lewis Research Center* pro motor *PW F100* (viz. obr. 1.4). Tento DEEC byl plně automatický, tedy později označovaný jako *FADEC* – *Full Authority Digital Electronic Control*. Byl to první testovaný *FADEC* na světě.



Obr. 1.4 Motor F100 firmy Pratt & Whitney [10, upraveno]

Zavedení DEEC a FADECu postupně zvýšilo důležitost a funkčnost regulačního systému motoru stejně jako jeho propojení s ostatními komponentami motoru a drakem letadla. FADEC přebíral stále více funkcí, které byly dříve řízeny pilotem, a stal se takovým „mozkem“ motoru. Výhodou bylo, že elektronické regulátory byly do jisté míry univerzální – hardwarové a softwarové moduly mohly být použity u různých typů motorů.

Mezi další nesporné výhody FADECu patří značný úbytek hmotnosti i rozměrů při zachování funkčnosti regulátoru, odstranění potřeby úprav motoru při změně jakékoli komponenty, jednoduchá aktualizace softwaru, kompatibilita s palubními a monitorovacími systémy a schopnost nahrávání údajů z motoru. Vývoj FADECu je považován za milník v technologii regulátorů paliva a důležitý přechod od hydro-mechanického systému k digitálnímu.

1.4 Vývoj systému FADEC

V této fázi se stal standardním regulačním systémem pro lopatkové motory dvoukanálový FADEC. Ten byl zaveden kvůli bezpečnosti – oba kanály jsou na sobě nezávislé a dokáží zajistit všechny potřebné funkce. Na rozdíl od původního FADECu má více sebekontrolních funkcí, určitou formu naprogramovaných modelů pro zlepšení výkonnosti a diagnostiky motoru, algoritmy užívání a sledování životnosti, je lehčí a menší díky vývoji mikroprocesorů a paměťových technologií.

Byly také testovány nové senzory, především specializované na diagnostiku, pro zlepšení životnosti motoru. Velký pokrok v této fázi zaznamenala i integrace regulátoru paliva s letovou kontrolou, což umožnilo zavedení systému krátkého vzletu a vertikálního přistání *STOVL* (*short take-off and vertical landing*).



Obr. 1.5 FADEC [11]

1.5 Současnost

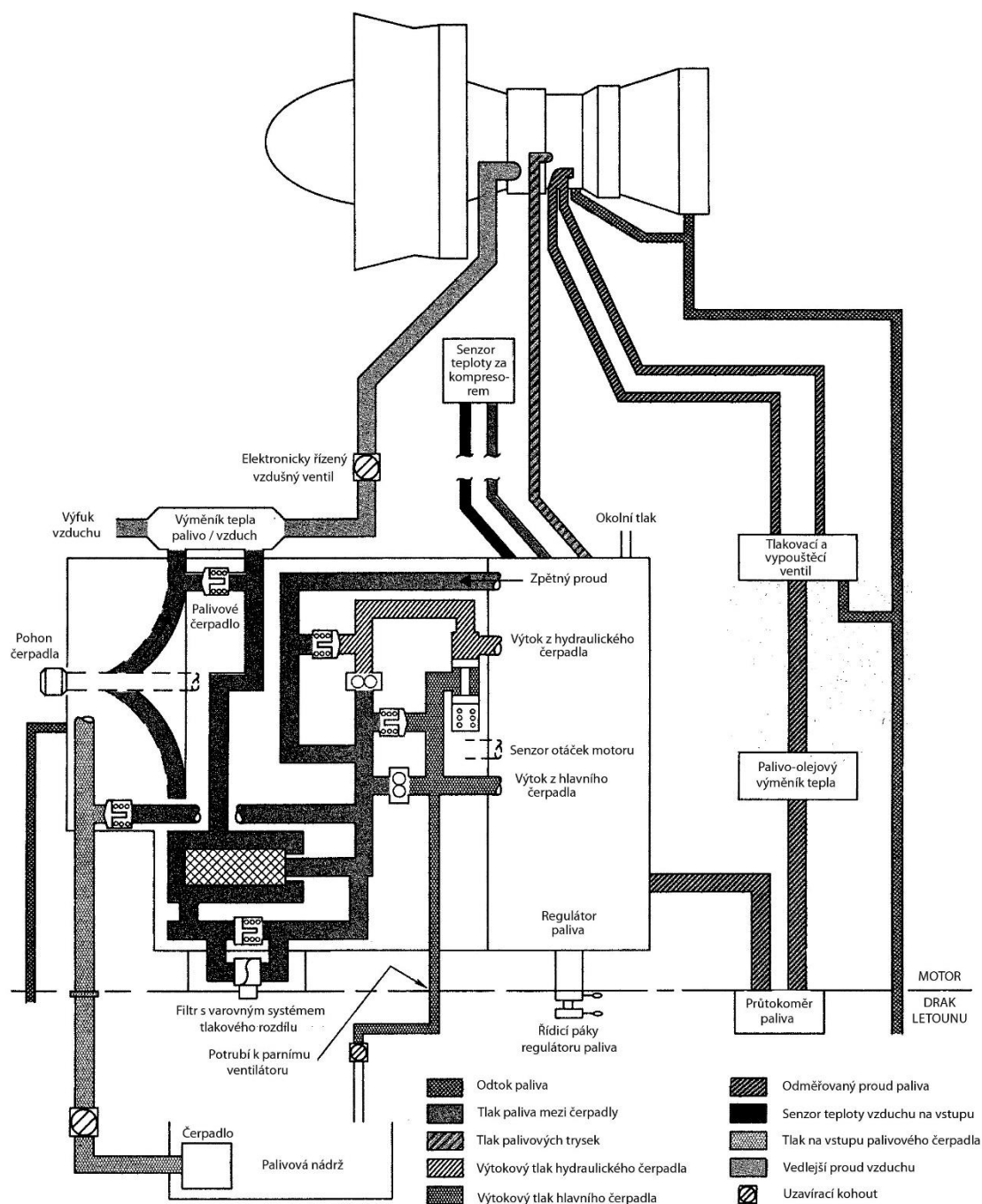
Konstruktéři se začali více zabývat životností motoru a vyvíjet technologie, které by umožnily prodloužit dobu mezi generálními opravami motorů. Řízení motoru má značný dopad na životnost jednotlivých komponent. Cílem konstruktérů je samozřejmě získat co nejvyšší výkonnost motoru při zachování bezpečného provozu. Nedávné studie prokázaly, že malé změny v provozních parametrech motoru, jako je například teplota na vstupu do turbíny, mohou mít velký vliv na snížení poškození nahromaděných komponentami motoru, a přitom zanedbatelný vliv na výkonnost motoru. *Glenn Research Center* vynalezlo koncept *Life Extending Control* – regulační systém motoru je navržen tak, aby motor dosáhl požadované výkonnosti při minimálním nahromaděném poškození, a tedy maximální životnosti motoru.

Současný výzkum vede k nahrazení systému FADEC jiným systémem, z důvodu snížení hmotnosti regulačních systémů, snížení spotřeby energie a zvýšení účinnosti a bezpečnosti proudových motorů. Požadovaným cílům se přibližují aktivní regulátory jednotlivých komponent, jako jsou aktivní regulátory spalování a průtoku paliva.

2 POPIS FUNKCE PALIVO-REGULAČNÍCH JEDNOTEK A DŮLEŽITÉ REGULAČNÍ VELIČINY

Tato kapitola přibližuje funkce jednotlivých druhů palivových regulátorů a popis a umístění senzorů důležitých regulačních veličin.

Obrázek 2.1 znázorňuje blokové schéma palivového regulátoru motoru PW JT9D.



Obr. 2.1 Blokové schéma palivového regulátoru motoru PW JT9D [5, upraveno]

2.1 Hydro-mechanická regulační jednotka (HMU)

V hydro-mechanickém regulátoru paliva (obr. 2.2) se používá palivo jako hydraulická kapalina pro pohon servomechanismů regulujících průtok paliva. Tlak paliva v servomechanismu se mění v důsledku změny v rychlosti proudění paliva na vstupní a výstupní části servomechanismu.

Z rovnice kontinuity

$$Q_m = \rho \cdot S \cdot v = konst,$$

kde Q_m je hmotnostní průtok paliva, ρ hustota paliva, S průřez potrubí a v je rychlost proudění paliva, a ze zákona zachování energie

$$\frac{1}{2} \rho \cdot v^2 + p = konst,$$

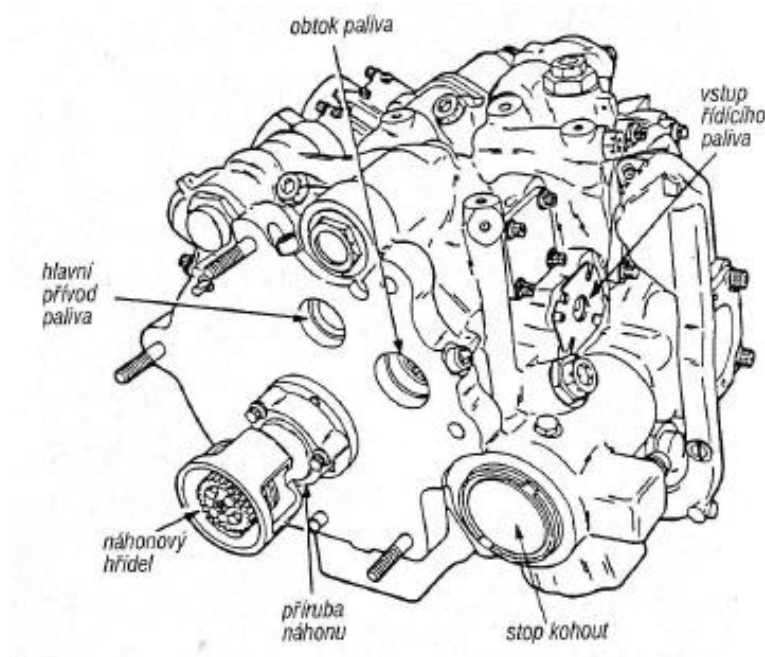
kde p je tlak paliva, po úpravě

$$\rho = \frac{2}{v^2} - p = konst$$

získáme závislost hmotnostního průtoku na průřezu potrubí, rychlosti proudění a tlaku paliva

$$Q_m = \frac{2 \cdot S}{v} - p = konst.$$

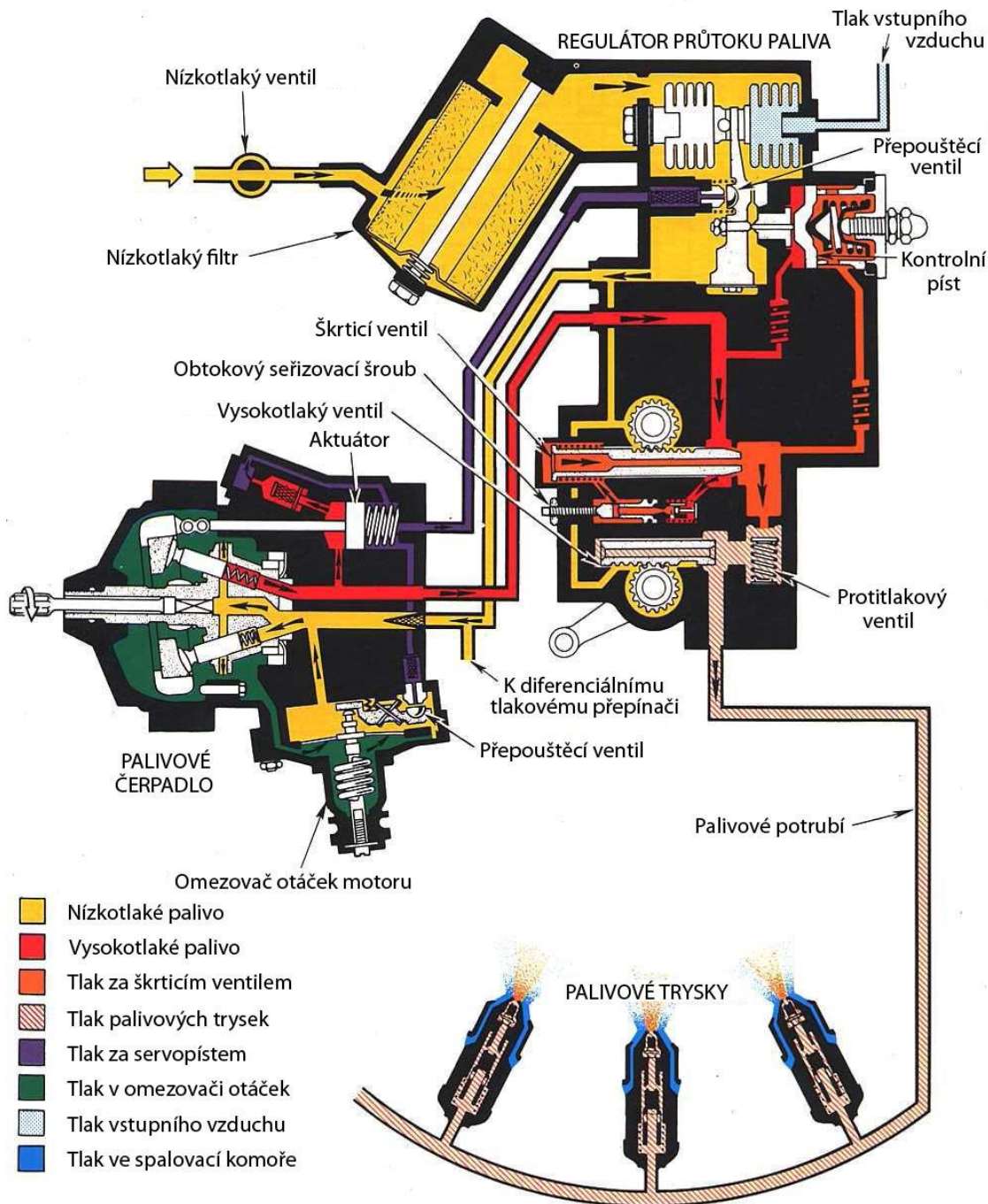
Existuje několik typů hydro-mechanických regulačních jednotek vyráběných různými výrobci. Základní dva typy jsou tlakový a proporční.



Obr. 2.2 Hydro-mechanický regulátor paliva [3]

2.1.1 Tlaková hydro-mechanická regulační jednotka

Tlaková hydro-mechanická regulační jednotka je na obr. 2.3. Výstup z palivového čerpadla je automaticky regulován přepouštěcím ventilem v regulátoru průtoku paliva a omezovačem otáček motoru. Tyto ventily úpravou tlaku za aktuátorem palivového čerpadla řídí sání čerpadla, čímž zajišťují správné množství dodávaného paliva do motoru.



Obr. 2.3 Tlaková hydro-mechanická regulační jednotka [4, upraveno]

V režimu běžného cestovního letu, za daného tlaku vzduchu na vstupu a kontrolovaných otáčkách motoru, je přepouštěcí ventil v citlivé poloze a vytváří rovnováhu sil v aktuátoru palivového čerpadla a zajišťuje tak konstantní tlak na škrticím ventilu.

V případě, že pilot pomalu zvyšuje požadovaný tah motoru posunutím plynové páky, tlak na škrticím ventilu klesá a umožňuje přepouštěcímu ventilu, aby se uzavřel, čímž se zvýší tlak na aktuátoru, a také objem dodávaného paliva čerpadlem. Jakmile pilot nastaví požadovaný tah motoru a zastaví pohyb plynové páky, tlak na škrticím ventilu se obnoví, přepouštěcí ventil se vrátí do své citlivé kontrolní pozice, palivové čerpadlo stabilizuje výstupní průtok paliva a je tak dosaženo požadovaných otáček motoru pro zvolenou polohu plynové páky. Pokud pilot pomalu snižuje požadovaný tah, nastává opačný proces.

Snížení tlaku vzduchu na vstupu (z důvodu snížení rychlosti letu nebo zvýšení nadmořské výšky) má za následek rozšíření vlnovce v regulátoru průtoku paliva, čímž se zvýší průtok přepouštěcím ventilem. Dodávka paliva čerpadlem se snižuje, dokud proud paliva neodpovídá sníženému proudu vzduchu. Přepouštěcí ventil se pak opět vrátí do své citlivé polohy.

Naopak, zvýšením tlaku vzduchu na vstupu se sníží průtok přepouštěcím ventilem a zvýší dodávka paliva čerpadlem.

Dodávka paliva v závislosti na změnách tlaku proudu vzduchu nemůže být zvyšována nad předdefinované maximální hodnoty pro Mezinárodní standardní atmosféru.

Omezovač otáček motoru chrání motor před překročením maximální hodnoty otáček. Se zvyšujícími se otáčkami motoru se zvyšuje odstředivý tlak v radiálně umístěných otvorech rotoru palivového čerpadla, který zaznamenává membrána omezovače otáček motoru. Pokud motor dosáhne maximální povolené hodnoty otáček, membrána je vychýlena tak, že otevře přepouštěcí ventil omezovače. Palivo obejde regulátor průtoku paliva a znemožní se tak další zvýšení dodávky paliva.

2.1.2 Proporční hydro-mechanická regulační jednotka

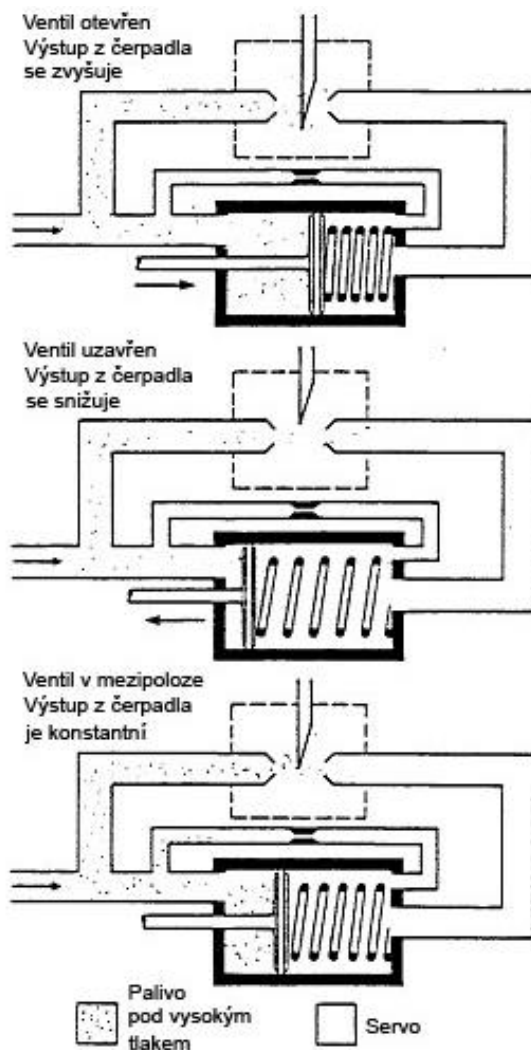
Proporční hydro-mechanická regulační jednotka (obr. 2.5) je vhodná pro motory, které požadují velký průtok paliva, a umožňuje preciznější odměřování proudu paliva. Vytváří se malý kontrolní proud, který má stejné vlastnosti jako hlavní proud a je používán pro regulaci hlavního proudu. Výstup palivového čerpadla je regulován tak, aby dodával konstantní tlakový rozdíl na škrticím ventilu za konstantních podmínek na vstupu vzduchu. Další zařízení zajišťují úpravu proudu paliva pro změny tlaku na vstupu vzduchu, kontrolu při volnoběhu a zrychlování, kontrolu teploty spalin a tlaku kompresoru.

Tento systém využívá jiný typ přepouštěcího ventilu, kinetický ventil, který sestává ze dvou protilehlých trysek, přičemž jedna odpovídá dopravnímu tlaku palivového čerpadla a druhá tlaku za aktuátorem palivového čerpadla, a přerušovací clony, se kterou lze pohybovat mezi tryskami (viz. obr. 2.4).

Když je clona mimo trysky, kinetická energie vysokotlakého paliva způsobí zvýšení tlaku za aktuátorem (škrticí ventil se uzavře) a palivové čerpadlo přejde do maximálního záběru, aby se zvýšil proud paliva.

Pokud je clona umístěna mezi tryskami, dojde ke snížení tlaku za aktuátorem, a snížení záběru čerpadla, tedy i proudu paliva.

V případě, že je motor v běžném cestovním režimu, clona je v mezipoloze a vyrovnává výstupní proud z palivového čerpadla.

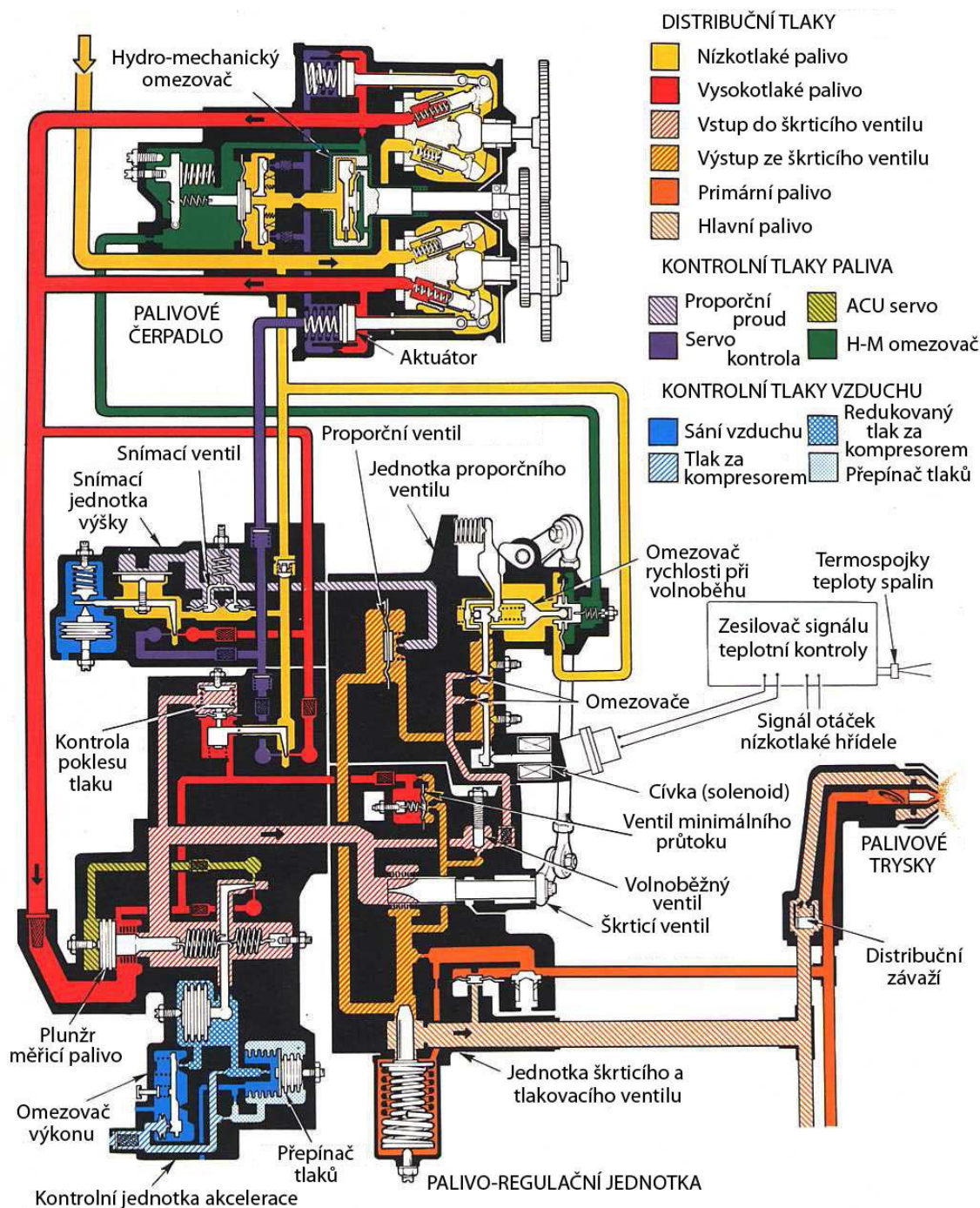


Obr. 2.4 Použití kinetického ventilu [5, upraveno]

Všechna kontrolní zařízení, kromě omezovače otáček motoru, tvoří jednu palivo-regulační jednotku. Hlavní části této jednotky jsou jednotka měření nadmořské výšky (*altitude sensing unit*, ASU), kontrolní jednotka akcelerace (*acceleration control unit*, ACU), škrticí, tlakovací a proporční ventil.

Během režimu běžného cestovního letu je dodávka paliva z čerpadla regulována pomocí ASU na fixní hodnotu. Škrticí ventil je udržován v kontrolní poloze rovnováhou sil od pružiny a od aktuátoru. Aktuátor je citlivý na tlakový rozdíl na snímacím ventilu, který je způsoben palivem proudícím přes proporční ventil zpět na vstup palivového čerpadla.

Konstantní proud paliva získáme, pokud je membrána proporčního ventilu udržována ve vyrovnané poloze a propouští palivo do ASU. To způsobuje, že výstupní tlak z omezovače proporčního proudu je stejný jako výstupní tlak ze škrticího ventilu, což znamená, že je stejný i tlakový rozdíl na omezovačích a škrticím ventilu.



Obr. 2.5 Proporční hydro-mechanická regulační jednotka [4, upraveno]

Pokud pilot postupně zvyšuje požadovaný tah motoru, tlakový rozdíl na škrticím ventilu a omezovačích proporčního proudu se snižuje a membrána proporčního ventilu mění polohu. Tím se redukuje proporční proud, uzavírá se přepouštěcí

ventil ASU a zvyšuje se tlak za aktuátorem. Palivové čerpadlo proto zvyšuje dodávku paliva, čímž se obnovuje tlakový rozdíl na škrticím ventilu a vyrovnává se tlakový rozdíl na omezovačích. Proporční proud je obnoven na původní hodnotu a rovnováha sil v ASU vrací přepouštěcí ventil do kontrolní pozice.

Změny tlaku vzduchu na vstupu jsou zaznamenávány vlnovcem v ASU. Snížení tlaku způsobí rozšíření vlnovce a zvýšení proudu paliva přes přepouštěcí ventil. Tím se sníží dodávka paliva, dokud proud paliva neodpovídá proudu vzduchu a sníženému tlakovému rozdílu na škrticím ventilu a omezovačích proporčního proudu. Redukovaný proporční proud obnoví rovnováhu v ASU, což vrátí přepouštěcí ventil do kontrolní polohy. Při zvýšení tlaku nastává opačný proces.

Během rychlé akcelerace je náhlý pokles tlakového rozdílu na škrticím ventilu zaznamenán ASU a přepouštěcí ventil je uzavřen. Tak rychlé zvýšení dodávky paliva by způsobilo nadměrnou teplotu spalin a přetížení kompresoru.

2.2 Elektronická regulační jednotka (EEC)

Dvěma základními typy elektronických regulačních jednotek jsou kontrolní a s plnou autoritou, neboli FADEC. Hlavní rozdíl mezi nimi je ten, že systém FADEC je mnohem samostatnější, co se týče sebekontroly a řešení problémových situací, než kontrolní elektronická jednotka, která v tomto ohledu stále spoléhá na pilota.

2.2.1 Kontrolní elektronická regulační jednotka

EEC moduluje průtok paliva do motoru s cílem udržovat zvolený tah. Pilot pouze jednoduše pohybuje pákou přípusti pro požadovaný tah, například pro vzlet a stoupání. EEC se stará o nastavení požadovaného průtoku paliva a kompenzuje změny vyvolané parametry letu a okolním prostředím. ECC také kontroluje regulační rozsahy motoru, provozní otáčky a teploty, aby zajistila bezpečný provoz motoru.

Pokud vznikne nějaký problém, řízení se automaticky vrátí k hydro-mechanickému systému bez negativního dopadu na tah motoru. Situace je současně indikována pilotovi, ale není nezbytná okamžitá reakce. Rovněž pilot může kdykoliv zvolit činnost pouze hydro-mechanického systému a vyřadit elektronickou část.

EEC přijímá signály z různých zdrojů:

- a. Přepínač chodů motoru, který umožňuje zvolit mezi startovacím, maximálním, volnoběžným nebo zrychlujícím režimem chodu motoru
- b. Tlak a teplota na vstupu motoru
- c. Okolní tlak
- d. Vstupy z počítače pro vzdušné veličiny (počítač, který zaznamenává tlak v Pitotově trubici, statický tlak a celkovou teplotu vzduchu)
- e. Otáčky motoru N_c
- f. Poloha páky přípusti (prostřednictvím potenciometru)
- g. Chybové signály

Na základě těchto vstupních signálů EEC vyše výstupní příkazové signály pro nastavení a řízení:

- a. Hydro-mechanické řídicí jednotky prostřednictvím krokového motoru, kterým se nastavuje odměřovací ventil
- b. Obvodu zapalování
- c. Odpouštěcích ventilů
- d. Ukazatele krouticího momentu

HMU je spojena s hlavním palivovým čerpadlem a zajišťuje tak dodávku potřebného množství paliva k palivovým tryskám. Současně je mechanicky spojena s pákou přípusti v pilotní kabině, čímž je zajištěna možnost regulace dodávaného množství paliva v případě selhání EEC. Průtok paliva dodávaný k palivovým tryskám je vytvářen především prostřednictvím dvojice ventilů: obtokovým a odměřovacím.

EEC také řídí akceleraci a deceleraci motoru, aby nedošlo k pumpování kompresoru nebo vznícení, bez nutnosti jakéhokoli nastavování ovládacích pák v pilotní kabině.

Při běžném provozu podle vstupních dat (teplota, tlak, otáčky) a požadovaného výkonu jednotlivé řídicí prvky EEC ovládají krokový motor umístěný v HMU. Krokový motor moduluje průtok paliva podle potřeby. Omezovač otáček motoru nastavuje otáčky N_C jako funkci stlačení pružiny vačkou připojenou k páce přípusti.

Při manuálním provozu průtok paliva není regulovaný krokovým motorem, ale souběžně omezovačem N_C otáček a pružiny, stlačené manuální vačkou připojenou k páce přípusti.

Manuální provoz se automaticky připojí v momentě, kdy je EEC mód odpojen. Solenoid v HMU vybere manuální vačku místo EEC vačky a odpojí regulaci přes krokový motor.

V případě poruchy EEC jednotky je pozice krokového motoru „zmrazena“. Nehledě na zvýšení požadovaného výkonu přes páku přípusti, zůstávají poslední otáčky N_C nezměněny (zatížení od pružiny omezovače N_C otáček se zvyšuje). Pro jakékoli snížení výkonu přes páku přípusti se otáčky N_C snižují podle tvaru EEC vačky (zatížení pružiny omezovače se snižuje).

2.2.2 Elektronická regulační jednotka s plnou autoritou (Full Authority Digital Electronic Control, FADEC)

Systémy FADEC eliminují potřebu magnet, nahřívání karburátorů, kontrol směsi a obohacení směsi při startu. Charakteristikou letadla vybaveného systémem FADEC je jediná plynová páka. Pilot jednoduše nastaví páku do požadované polohy a systém FADEC upraví motor a vrtuli automaticky pro vybraný mód.

FADEC sám nastavuje výkon motoru prostřednictvím přímé uzavřené smyčky ovládání parametrů tahu motoru. Systém vypočítá požadovaný tah jako funkci úhlu pozice páky přípusti, nadmořské výšky, Machova čísla a celkové teploty okolního vzduchu. Většinu těchto údajů o okolním prostředí systém získává

z počítače vzdušných veličin. Senzory na motoru potom poskytují systému informace o teplotách, tlacích a otáčkách motoru. Tato data jsou následně zpracována FADECem a slouží k zajištění automatického nastavení tahu, vytvoření ochranných limitů, řízení změn režimů a spouštění motoru. Jakmile je dosaženo zvoleného výkonu motoru, FADEC udržuje tento zvolený výkon, dokud není změněna pozice páky přípusti.

Systém využívá předprogramovanou databázi pro nastavení správného výkonu pro různé úhly nastavení páky přípusti a k těmto pozicím přiřazuje správnou velikost tahu platnou pro jakoukoliv změnu úhlu náběhu letounu nebo okolních podmínek.

FADEC má dvoukanalový elektronický systém, každý kanál s vlastním procesorem, napájením, programovou pamětí, vybranými vstupními senzory a výstupními spouštěči. Napájení každého kanálu je zajištěno prostřednictvím vlastního alternátoru poháněného ze skříně převodů motoru. Toto zálohování zajišťuje vysokou provozní spolehlivost. Jakákoliv jednotlivá porucha elektroniky nezpůsobí provozní potíže motoru. Každý z řídicích kanálů připojuje identifikaci chyby, izolování a přizpůsobovací logiku.

Systém lze také propojit s ostatními automatizačními systémy na palubě, jako jsou autopilot a počítačová jednotka tahu. Tyto řídicí systémy pak mohou automaticky zrychlovat nebo zpomalovat motor v závislosti na podmínkách letu bez zásahu pilota. Pro kontrolu činnosti motoru má pilot k dispozici příslušný indikátor výkonu motoru.

FADEC obsahuje rozsáhlé sebekontrolní rutiny. BITE, neboli *built-in test equipment*, dokáže zjistit a izolovat poruchy uvnitř systému a jeho vstupních a výstupních zařízení. Kódy poruch jsou ukládány do paměti a lze je vyvolat na monitoru údržby v kabině. Díky těmto zprávám lze identifikovat a vyměnit vadné komponenty. Různá chybová hlášení jsou udržována v paměti a lze je využít například při stanovení rozsahu generální opravy. FADEC také dokáže rozpoznat, zda je porucha přímo v něm, v senzoru nebo ve spouštěči.

2.3 Důležité regulační veličiny

Mezi důležité regulační veličiny patří jak veličiny potřebné pro vlastní regulaci paliva, tak ty omezující, které jsou snímány a kontrolovány z bezpečnostních důvodů, aby nedošlo k přehřátí nebo přetížení. Na obr. 2.6 je schéma motoru s umístěním senzorů regulačních veličin.

Otáčky motoru N_c

Tato hodnota se využívá při ustálených stavech, akceleraci a deceleraci. Motory mají zakomponovaný i omezovač otáček motoru, který působí na otevření obtokového kanálku, když dojde k překročení maximálních otáček. V praxi se používají odstředivé a hydro-mechanické omezovače.

Teplota paliva T_{fuel}

Data pochází z palivového čerpadla a jsou použita pro řízení teploty motoru.

Teplota vzduchu na vstupu T_{t2}

Údaj o absolutní teplotě vzduchu je přenášen kapilární trubicí, kterou je spojen senzor s regulátorem paliva. Tento údaj společně s hodnotou hustoty vzduchu zajišťuje palivový regulační plán.

Tlak vzduchu na vstupu p_{t2}

Absolutní tlak vzduchu je přenášen ze sondy umístěné na sání vzduchu do měchů. Poskytuje regulátoru informaci o rychlosti letounu a nadmořské výšce a pro výpočet tlakového poměru v motoru (EPR, *engine pressure ratio*).

Tlak za kompresorem p_{s4}

Údaj o statickém tlaku vzduchu je přenášen do měchů umístěných uvnitř regulátoru. Informuje regulátor o objemu vzduchu v daném místě motoru a slouží k výpočtu proudu paliva při startu.

Tlak palivových trysek p_b

Hodnota statického tlaku v palivových tryskách je přenášena do regulátoru z vnitřku spalovací komory. Existuje lineární závislost mezi hodnotami tlaku v palivových tryskách a hustoty vzduchu v tomto místě. Díky znalosti této hodnoty může systém zabránit přetížení, požárům a přehřívání motoru.

Teplota výstupních spalin $T_{t4.95}$

Teplota výstupních plynů z turbíny je měřena ve výstupní trysce motoru. V případě, že je dosaženo maximální teploty, termočlánkem měřené napětí je zesíleno zesilovačem a převedeno na signál servomechanismu, který omezí průtok paliva do trysek nebo pohybuje pákou nastavení výkonu v sériovém zapojení s pilotem.

Tlak výstupních spalin $T_{t4.95}$

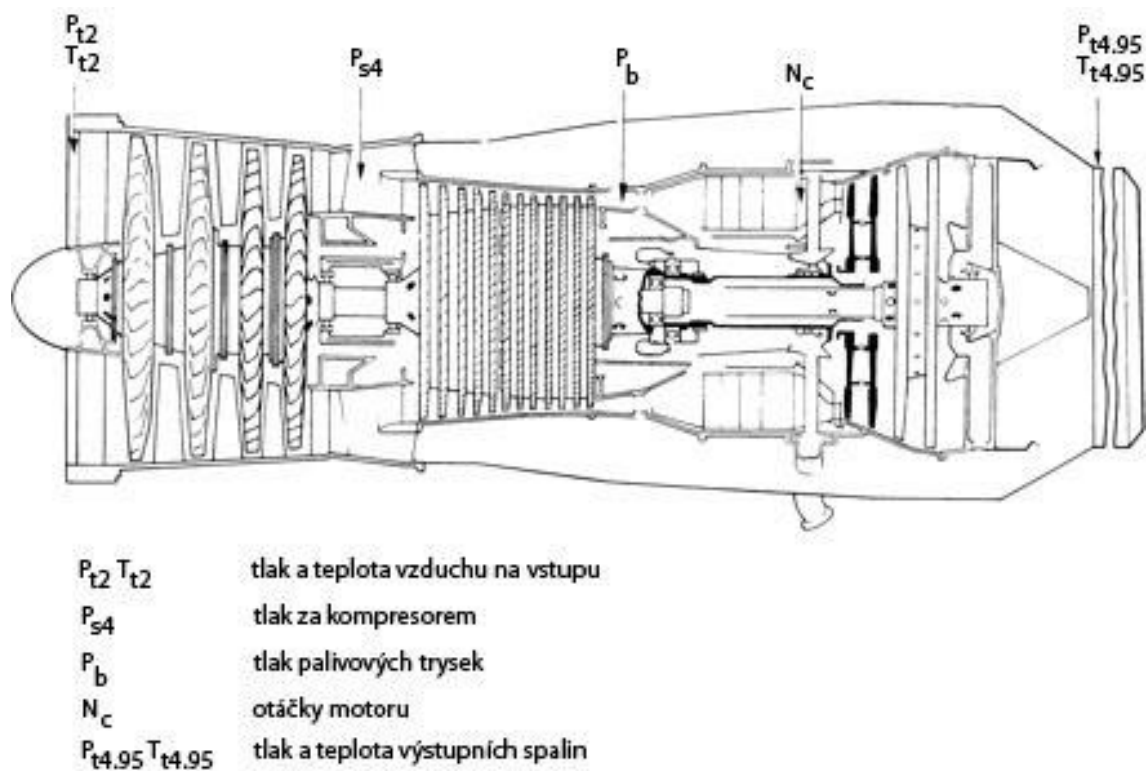
Data pochází z výstupní trysky a jsou použita pro výpočet EPR.

Výkon P

Omezovač výkonu je instalován na některých starších motorech, aby zabránil přetížení v důsledku příliš vysokého stlačení v kompresoru motoru během chodu v maximálních otáčkách v nízké výšce. Omezovač výkonu se skládá z půlkulovitěho ventilu, který je otevírán proti síle pružiny v okamžiku, kdy tlak za kompresorem dosáhne maximální hodnoty. Půlkulovitý ventil potom odpouští vzduch přes schránku ACU, čímž dochází ke snížení množství dodávaného paliva čerpadlem motoru.

Teplota oleje T_{oil}

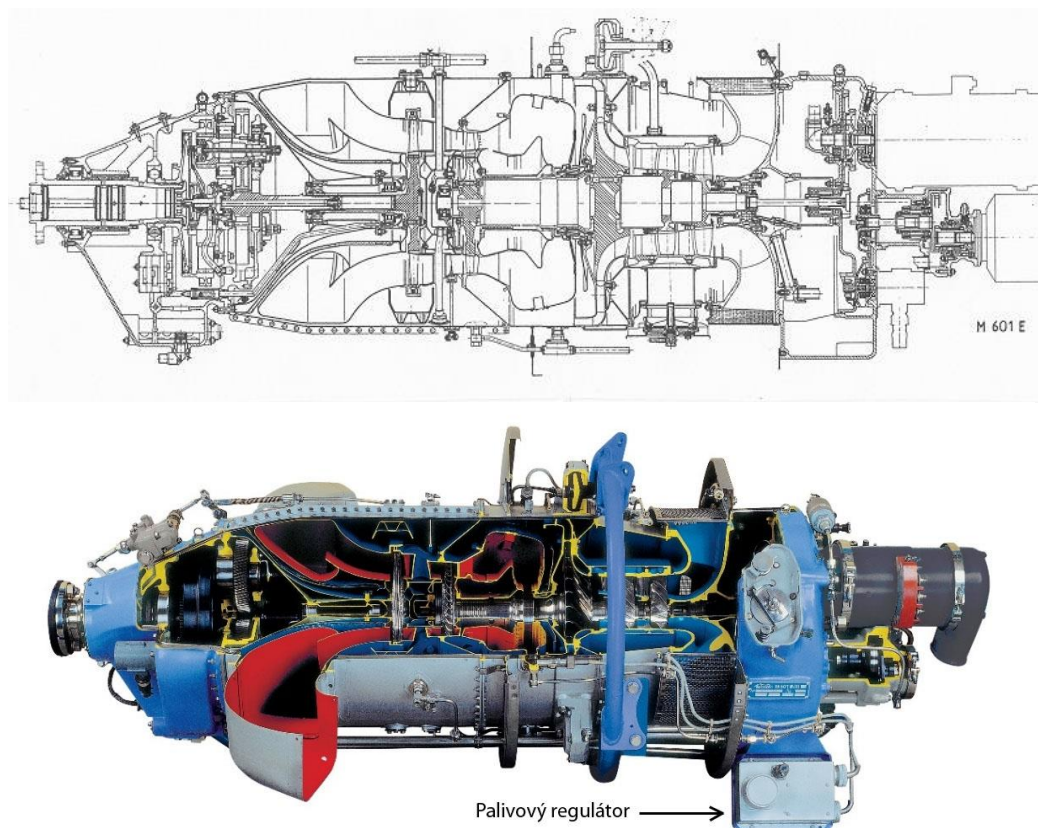
Data jsou použita pro řízení teploty paliva a integrovaného řídicího generátoru (IDG, *integrated drive generator*) systému chlazení oleje.



Obr. 2.6 Schéma motoru s umístěním senzorů regulačních veličin
[17, upraveno]

3 PALIVOVÝ REGULÁTOR PRO MOTOR M601

Motor *M601* (obr. 3.1) je turbovrtulový motor, který se u nás počátkem 70.let začal používat v letadlech *L410 Turbolet*. Dále byl použit například v letounu *Dornier Do 28* nebo *Z137 Čmelák*. Vychází z ruského *AI25*, přičemž prošel několika vylepšeními.



Obr. 3.1 Motor M601 [6, 12, upraveno]

Samotná palivová soustava motoru sestává ze dvou samostatných přístrojů, a to čerpadla *LUN 6290.01-8* a regulátoru *LUN 6590.01-8* (viz. obr. 3.2).

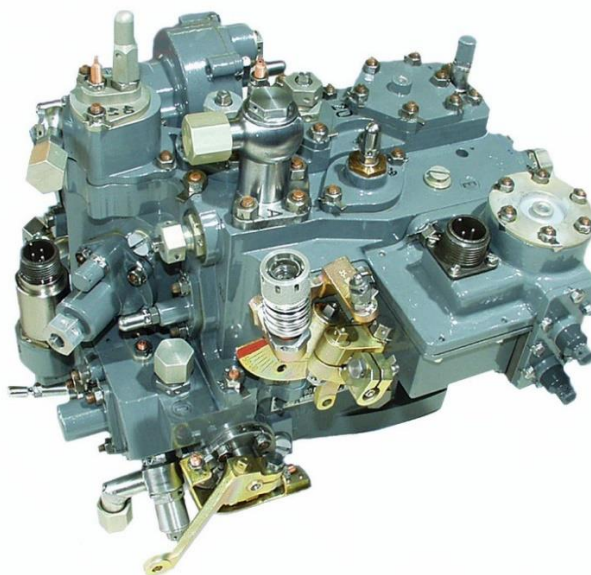
Přístroje jsou na motoru umístěny na skříni pohonů a jsou hydraulicky vestavěny do palivového systému motoru. Z pilotní kabiny je napojení na hlavní ovládací páku regulátoru otáček (volba režimů generátoru) a na páku uzavírání paliva do motoru (stop-kohout), která v případě zapnutí nouzového okruhu slouží pro ruční řízení dodávky paliva do motoru (volba režimů generátoru).

Palivová soustava řídí chod (otáčky) generátoru motoru dávkováním paliva do spalovací komory motoru.

Pohon vrtule je zajištěn volnou turbínou a regulace chodu (otáček) vrtule je řízena samostatným regulátorem otáček vrtule.

Rozstřík paliva je odstředivý, pomocí rozstříkovacího kroužku. Díky tomu stačí použít nižší tlak paliva, což znamená nižší zátěž pro regulátor. Rozstřík je ale závislý na otáčkách, proto nelze u volnoběhu snižovat otáčky.

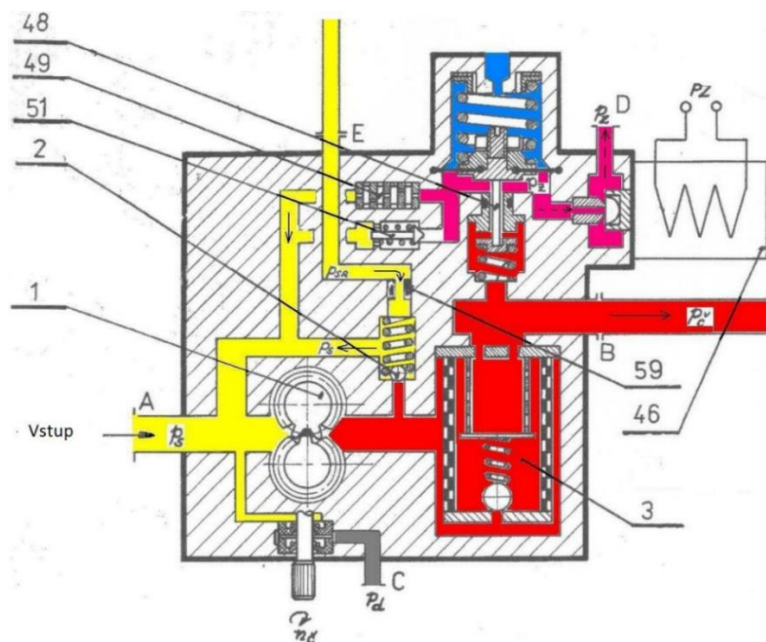
Palivový regulátor je přebytkový – odpouštěcí ventil vrací přebytek paliva na vstup čerpadla (až desetinásobek potřebného paliva koluje dokola).



Obr. 3.2 Palivový regulátor pro motor M601 [16]

3.1 Palivové čerpadlo

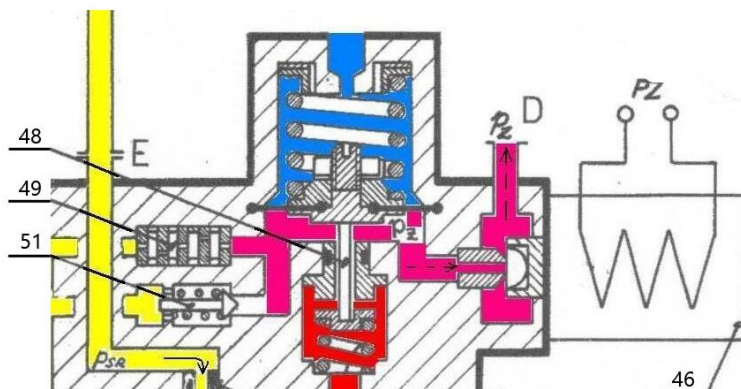
Zubové čerpadlo 1 je zdrojem tlakového paliva pro palivový regulátor. Ventil maximálního tlaku 2 je umístěn jako ochrana před přetížením. Filtr s obtokovým ventilem 3 chrání regulátor před nečistotami. Pozice 46, 48, 49 a 51 tvoří obvod řízení paliva do pochodňových zapalovačů.



Obr. 3.3 Palivové čerpadlo [6]

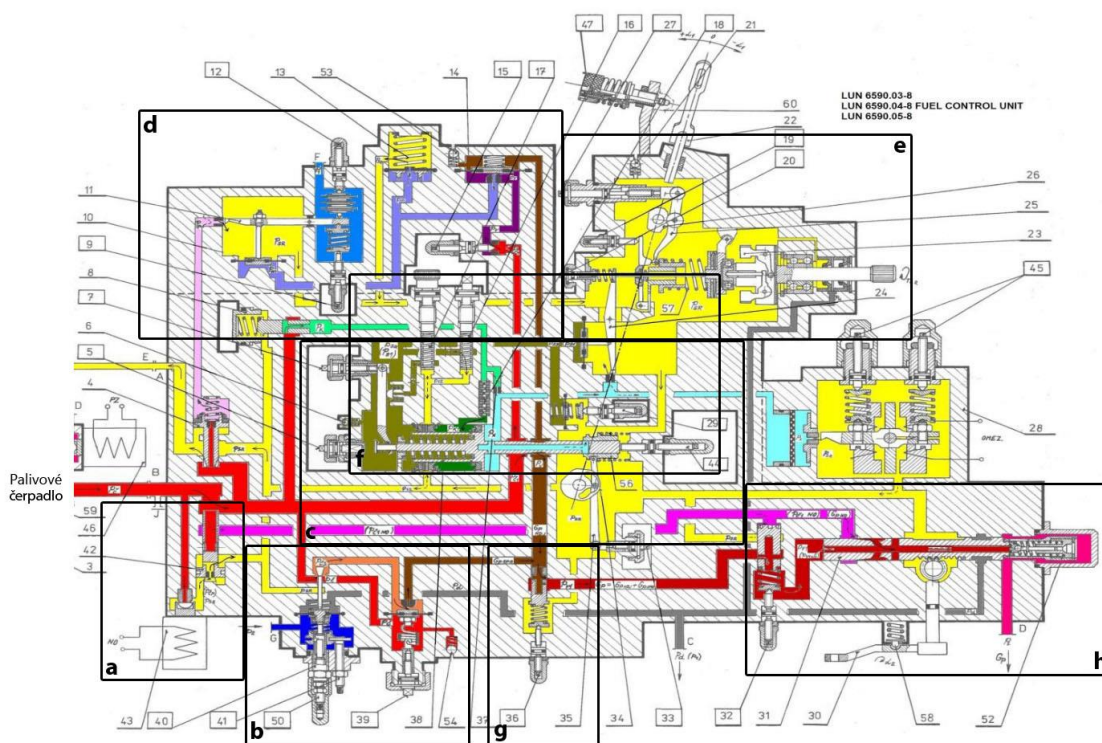
3.1.1 Obvod řízení paliva do pochodňových zapalovačů

Pozice 46 označuje elektromagnetický ventil příпусти paliva k zapalovacím tryskám (pulzní řízení). Pozice 48 je ventil konstantního tlakového spádu p_z , 49 označuje hydraulický odpor s trvalým průtokem odpadu a 51 je ventil maximálního tlaku na membráně.



Obr. 3.4 Obvod řízení paliva do pochodňových zapalovačů [6, upraveno]

3.2 Palivový regulátor



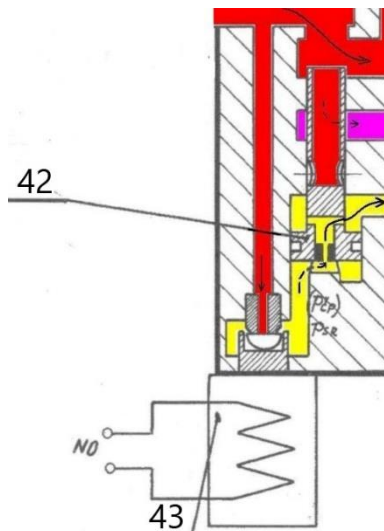
Obr. 3.5 Palivový regulátor [6, upraveno]

a – přepínání mezi okruhy; b – obvod řízení dodávky paliva při spuštění;
c – řízení dodávky paliva do motoru; d – výšková korekce maximální dodávky
paliva do motoru; e – řízení otáček generátoru; f – řízení akcelerační a
decelerační; g – ventil zvýšení úrovně tlaku v regulátoru; h – nouzový okruh

Palivový regulátor motoru M601 se skládá z hlavního a nouzového okruhu. Společné pro oba okruhy jsou na výstupu z regulátoru zpětný ventil na pozici 52, stopovací a drenážní ventil na pozici 31 a na vstupu ventily na pozicích 42 a 43 pro přepínání mezi okruhy.

3.2.1 Přepínání mezi okruhy

Přepínání mezi okruhy je prováděno pilotem pomocí přepínacího ventilu pozice 42 ovládaným elektromagnetickým ventilem pozice 43. Přepínání je povoleno pouze v určitém pásmu režimů chodu motoru. Při napětí na elektromagnetickém ventilu je zapojen nouzový okruh. Otevře se tlakový dělič tvořený tryskami v pístu a magnetu a na spodní straně diferenciálního pístu naroste tlak, který přestaví šoupátko do horní polohy. Bez napětí je zapojen hlavní okruh, tlakový dělič je mimo funkci a tlak přestaví šoupátko do spodní polohy.



Obr. 3.6 Přepínání mezi okruhy [6]

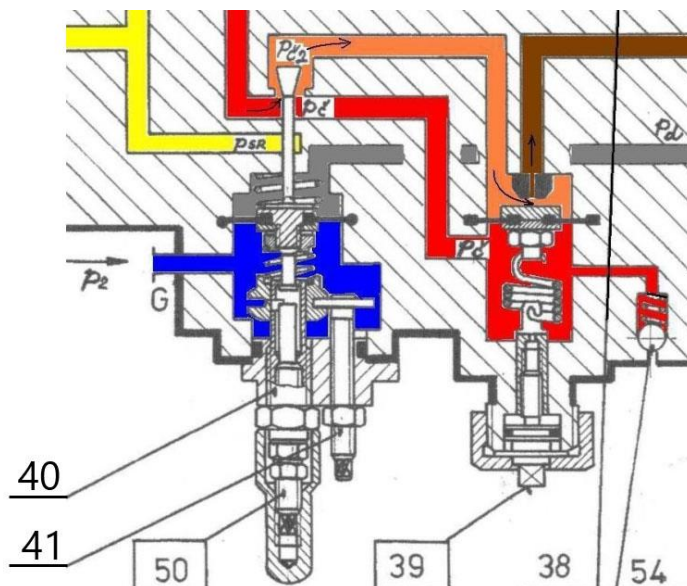
3.3 Hlavní okruh

Hlavní okruh je složen z obvodů:

- Řízení dodávky paliva při spouštění včetně výškového volnoběhu (minimální dodávky paliva do motoru)
- Řízení maximální dodávky paliva včetně výškové korekce
- Řízení otáček generátoru
- Řízení akceleraace a deceleraace generátoru
- Pro zvýšení úrovně tlaku v regulátoru je vřazen do obvodu ventil 36

3.3.1 Obvod řízení dodávky paliva při spouštění

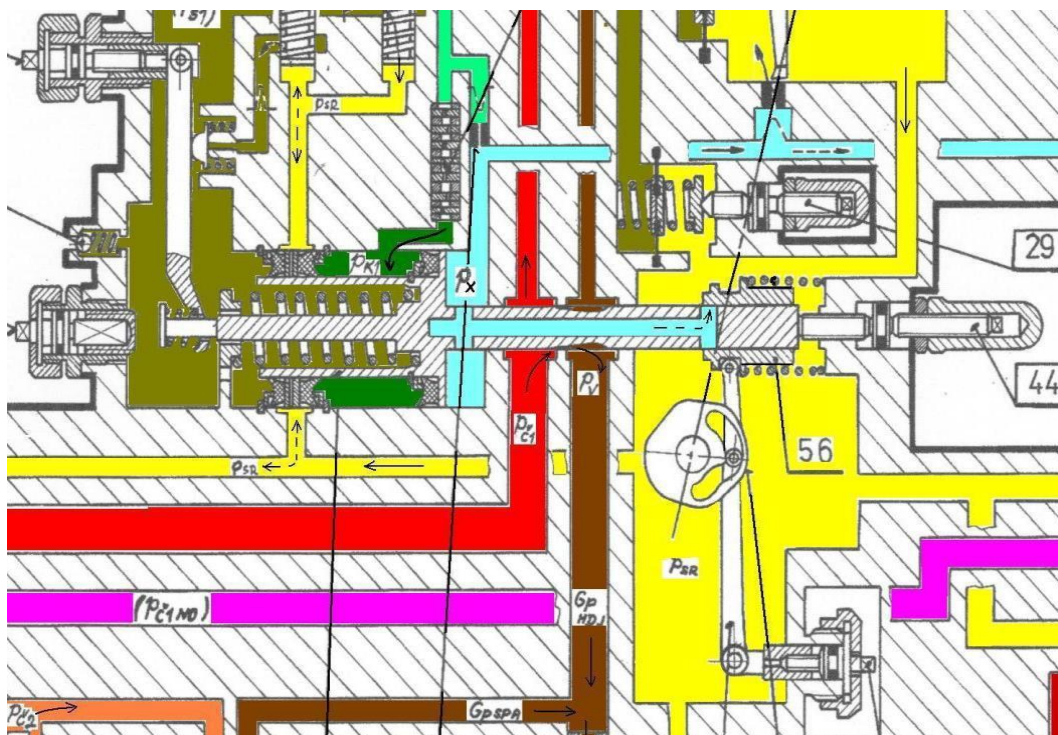
Výsledná spouštěcí charakteristika je složena z průtoku přes hlavní dávkovací jehlu a spouštěcí jehlu. Dodávku paliva předepisuje velikost tlakového spádu a průtočného průřezu. Rozdílná velikost tlaků je korigována na trysce-klapce ventilu tlakového spádu na spouštěcí jehle. Výškový volnoběh je určen průtokem přes spouštěcí jehlu, hlavní dávkovací jehla je zavřená.



Obr. 3.7 Obvod řízení dodávky paliva při spuštění [6, upraveno]

3.3.2 Řízení dodávky paliva do motoru

Poloha dávkovací jehly je řízena polohou objímky (hydraulický doraz). Pro každou polohu ovládací páky je jiná dodávka (maximální pro danou polohu páky). Podle polohy ovládací páky pohonná jednotka (generátor a vrtule) pracuje v oblasti dopředných nebo reverzních režimů. Pro každou výšku a rychlost letu je jiná hodnota udržovaného tlakového spádu na průtočném průřezu. Maximální dodávka paliva pro danou polohu páky předepisuje maximální dosažitelný výkon generátoru.



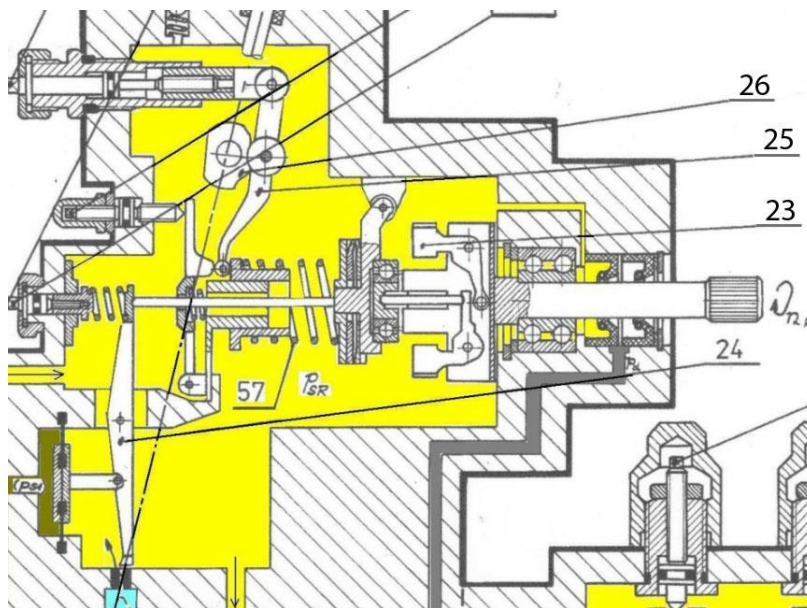
Obr. 3.8 Řízení dodávky paliva do motoru [6]

A detailed schematic diagram of a complex vacuum system, likely for a space station or laboratory. The diagram shows a central chamber (12) connected to various subsystems. Key components include:

- Aneroid** and **Barostat**: Labeled with arrows pointing to specific parts of the central chamber (12).
- Pressure Points**: Various points are labeled with P and subscripts, such as P_{SR} , P_R , P_1 , P_2 , P_3 , P_4 , P_5 , P_6 , P_7 , P_8 , P_9 , P_{10} , P_{11} , P_{12} , P_{13} , P_{14} , P_{15} , P_{16} , P_{17} , P_{18} , P_{19} , P_{20} , P_{21} , P_{22} , P_{23} , P_{24} , P_{25} , P_{26} , P_{27} , P_{28} , P_{29} , P_{30} , P_{31} , P_{32} , P_{33} , P_{34} , P_{35} , P_{36} , P_{37} , P_{38} , P_{39} , P_{40} , P_{41} , P_{42} , P_{43} , P_{44} , P_{45} , P_{46} , P_{47} , P_{48} , P_{49} , P_{50} .
- Valves and Pumps**: Various valves and pumps are shown, including a large pump (13) and a smaller pump (14).
- Gas Inlets/Outlets**: Labeled with F and G .
- Thermal Control**: A section labeled "Thermal Control" is shown at the bottom right, with a heat exchanger (15) and a pump (16).
- Structural Elements**: Various structural elements are labeled with numbers 7 through 17.

3.3.4 Řízení otáček generátoru

37

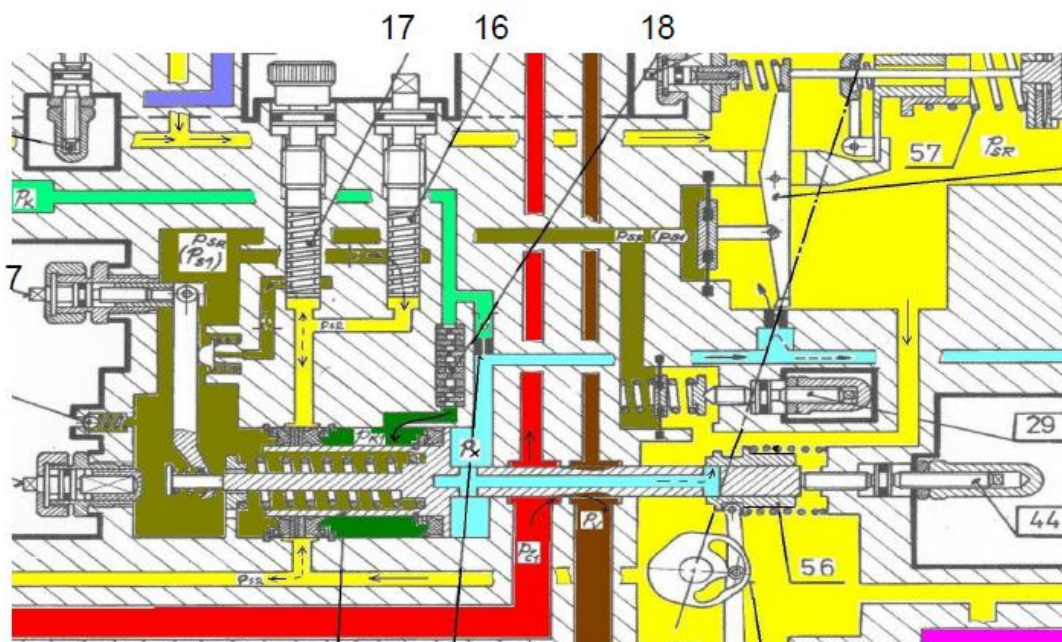


Obr. 3.10 Řízení otáček generátoru [6, upraveno]

3.3.5 Řízení akcelrace a decelerace generátoru

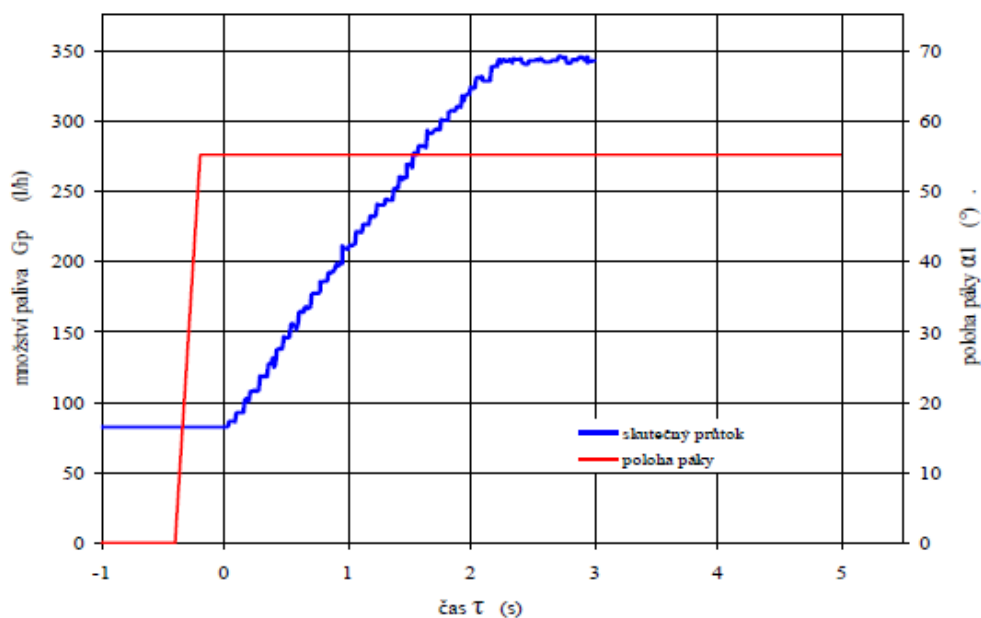
Decelerace generátoru (zavírání dávkovací jehly) je neřízený (neregulovaný) proces, který je dán nastavením prvků v řídicím okruhu dávkovací jehly. Je předepsána požadovanou charakteristikou $G_p = f(\tau)$ a v provozu ji nelze měnit. Akcelrace je děj řízený (regulovaný) proces s požadovanou charakteristikou $G_p = f(\tau)$ a v provozu je možné ji měnit.

Charakteristika je docílena řízením rychlosti pohybu dávkovací jehly, která je dána průtokem přes hydraulické odpory 16 a 17. Průtok je dán tlakovým spádem řízeným nožovým ventilem. Počáteční rozběh generátoru je dán prvotním nárůstem paliva řízeným tzv. akumulátorem.



Obr. 3.11 Řízení akcelrace a decelerace generátoru [6]

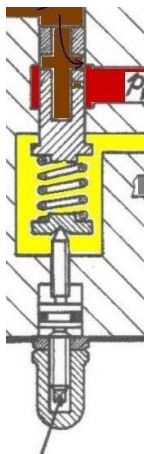
Obrázek 3.12 zobrazuje průběh zvyšování průtoku paliva při řízené akceleraci. Poloha plynové páky se mění prakticky skokově, zatímco hodnota množství paliva stoupá pozvolněji, aby nedošlo k přetížení kompresoru nebo nadměrnému zvýšení teploty spalin.



Obr. 3.12 Kontrola maximální možné rychlosti dávkovací jehly při zvyšování průtoku [6]

3.3.6 Ventil zvýšení úrovně tlaku v regulátoru

Zvýšený tlak je potřebný pro správnou funkci ventilu za konstantního tlaku. Ventil konstantního tlaku generuje tlak potřebný pro řízení dávkovací jehly.



Obr. 3.13 Ventil zvýšení úrovně tlaku v regulátoru [6]

40

ZÁVĚR

Tato bakalářská práce představuje historický vývoj palivo-regulačních jednotek, současné trendy v této oblasti a principy jejich činnosti, včetně popisu důležitých regulačních veličin, které mají vliv na množství dodávaného tepla, a také popisu konkrétní palivo-regulační jednotky.

Během zpracovávání této práce jsem zjistila, jak důležitou součástí motorů jsou palivo-regulační soustavy. Nejen že umožňují pilotům více se soustředit na řízení letadla, než dříve, ale i snižují spotřebu paliva, opotřebení motoru a zvyšují bezpečnost provozu motorů díky snímání, kontrole a regulaci všech důležitých veličin. Systém FADEC, jakožto prozatím nejvyspělejší v praxi používaná technologie v této oblasti, navíc dokáže kontrolovat vlastní systém a vypořádat se s drobnými poruchami tak, aby pokud možno stále udržel motor v chodu.

Věřím, že další výzkum a vývoj těchto systémů přinese další snížení spotřeby paliva a zvýšení účinnosti, bezpečnosti provozu a životnosti motorů.

SEZNAM POUŽITÝCH ZDROJŮ

- [1] LUTAMBO, Jackson, WANG, Jiqiang, YUE, Hong, DIMITROVSKY, Georgi. *Aircraft Turbine Engine Control Systems Development: Historical Perspective*. [online]. Control Conference (CCC), 2015 34th Chinese. [cit. 2016-05-21]. Dostupné z: https://pure.strath.ac.uk/portal/files/45260379/Lutambo_et al CCC2015 aircraft turbine engine control systems development historical perspective.pdf
- [2] JAW, Link C., GARG, Sanjay. *Propulsion Control Technology Development in the United States: A Historical Perspective*. [online]. NASA/TM-2005-213978. [cit. 2016-05-21]. Dostupné z: <http://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/20050238468.pdf>
- [3] ADAMEC, Josef, KOCÁB, Jindřich. *Letadlové motory*. 2.vyd. Praha: Corona, 2008. 176 s. ISBN 978-80-86116-54-9.
- [4] BS Aeronautics: *Fuel System Layouts*. [online]. 2015. [cit. 2016-05-21]. Dostupné z: <http://www.bsaeronautics.com/2015/05/04/fuel-system-layouts/>
- [5] KLM UK Engineering. *Gas Turbine Engines*. JAR 66, CATEGORY B1, MODULE 15. Kingston University, 2003.
- [6] HOLEČEK, Jiří. *Školení palivového systému pohonné jednotky M601 a HXX*. Prezentace. Jihostroj a.s., 2015
- [7] VALACH, Josef, DOLEŽAL, Josef. *Popis funkce palivové soustavy motoru M601B a M601D*. Učební text. Výrobní konstrukce a WZ Jihočeských strojů n.p. Velešín.
- [8] Model Aircraft: *Basic mechanics for jet engine*. [online]. 2011. [cit. 2016-05-21]. Dostupné z: <http://aeromodelbasic.blogspot.cz/2011/12/basic-mechanics-for-jet-engin.html>
- [9] Aircraft Engine Design: *Pioneers*. [online]. [cit. 2016-05-21]. Dostupné z: <http://www.aircraftenginedesign.com/custom.html3.html>
- [10] Defense Industry Daily: *52.3M for FADEC Upgrades to F100-PW-200 Jet Engines*. [online]. 2007. [cit. 2016-05-21]. Dostupné z: <http://www.defenseindustrydaily.com/523m-for-fadec-upgrades-to-f100-pw-220-jet-engines-03862/>
- [11] UTC Aerospace Systems: *FADEC Electronic Engine Control*. [online]. [cit. 2016-05-21]. Dostupné z: <http://utcaerospacesystems.com/cap/products/Pages/fadec-engine-electronic-controller.aspx>

- [12] General Aviation News: *M601 Cross Section*. [online]. 2009. [cit. 2016-05-21]. Dostupné z: <http://generalaviationnews.com/2009/08/05/general-aviation-prepares-to-test-h80-engine/m601-cross-section/>
- [13] LOWE, Malcolm V. *Svět letectví: historie a současnost*. Čestlice: Rebo, 2008. 928 s. ISBN 978-80-255-0018-7.
- [14] Some origins of German jet power: Jet Propulsion. [online]. [cit. 2016-05-22]. Dostupné z: <https://jqmgrdyk.home.xs4all.nl/jetpower/german-jetpower-p2a.htm>
- [15] HERIBAN, E. VÍTEK, L. *Regulace leteckých lopatkových motorů I*. Brno: VA AZ, 1978. 207 s.
- [16] Jihostroj: *Turboprop and Jet Engine Fuel Systems*. [online]. [cit. 2016-05-24]. Dostupné z: <http://www.jihostroj.com/en/aerospace/product-groups/engine-fuel-systems/>
- [17] The Royal Society Publishing: Static and dynamic novelty detection methods for jet engine health monitoring. [online]. 2007. [cit. 2016-05-25]. Dostupné z: <http://rsta.royalsocietypublishing.org/content/365/1851/493>

SEZNAM POUŽITÝCH ZKRATEK A SYMBOLŮ

ACU	angl. Acceleration Control Unit; řídicí jednotka akcelerace
ASU	angl. Altitude Sensing Unit; jednotka snímání nadmořské výšky
BITE	angl. Built-In Test Equipment; zabudované testovací zařízení
DEEC	angl. Digital Electronic Engine Control; digitální elektronický regulátor paliva
EEC	angl. Electronic Engine Control; elektronický regulátor paliva
EPR	angl. Engine Pressure Ratio; tlakový poměr v motoru
FADEC	angl. Full Authority Digital Electronic Control; elektronický regulátor paliva s plnou autoritou
GE	angl. General Electrics, americká firma, která se zabývá především dopravní technologií
HMU	angl. Hydro-mechanical Unit; hydro-mechanická jednotka
IDG	angl. Integrated Drive Generator; integrovaný řídicí generátor (systému chlazení oleje)
PW	angl. Pratt & Whitney, americká firma, která vyvíjí a vyrábí letecké motory pro civilní i vojenské letouny
STOVL	angl. Short Take-Off and Vertical Landing; systém krátkého vzletu a vertikálního přistání

G_p	$[\text{dm}^3 \text{ h}^{-1}]$	množství dodávaného paliva
N_C	$[\text{min}^{-1}]$	otáčky motoru
P	$[\text{W}]$	výkon motoru
Q_m	$[\text{kg m}^3 \text{ s}^{-1}]$	hmotnostní průtok paliva
S	$[\text{m}^2]$	průřez potrubí
T_{fuel}	$[\text{K}]$	teplota paliva
T_{oil}	$[\text{K}]$	teplota oleje
T_{t2}	$[\text{K}]$	teplota vzduchu na vstupu
$T_{t4.95}$	$[\text{K}]$	teplota výstupních spalin
p	$[\text{Pa}]$	tlak paliva
p_b	$[\text{Pa}]$	tlak palivových trysek
p_{t2}	$[\text{Pa}]$	tlak vzduchu na vstupu

p_{t4}	[Pa]	tlak vzduchu za kompresorem
$p_{t4.95}$	[Pa]	tlak výstupních spalin
p_z	[Pa]	konstantní tlakový spád
v	[m s ⁻¹]	rychlost proudění paliva
ρ	[kg m ⁻³]	hustota paliva
τ	[s]	čas